

УДК 623.5:623.419.016

Повышение баллистической эффективности летательных аппаратов путем оптимизации их конструктивных параметров

Е.М. Костяной

Аннотация

В работе предложена общая концепция баллистической эффективности – перспективного направления, позволяющего оценить рациональность организации процесса расходования энергетического потенциала летательного аппарата (ЛА) на траектории. Определено место баллистической эффективности в структуре боевой эффективности образцов вооружения. Рассмотрен коэффициент баллистической эффективности – показатель, позволяющий количественно оценить рациональность использования энергетического потенциала ЛА для доставки заданной массы полезной нагрузки на некоторую дальность. В качестве примера использования коэффициента баллистической эффективности рассмотрена задача по оптимизации конструктивных параметров ЛА ближней тактической зоны с целью максимизации его дальности полета. Проанализированы различные пути повышения дальности стрельбы, конкретные решения, направленные на их реализацию, и основные ограничения.

Ключевые слова

баллистическая эффективность; энергетический потенциал; летательный аппарат; показатель; область возможных решений

Общая концепция баллистической эффективности

В наиболее общем случае понятие эффективность характеризует степень достижения поставленной цели. Применительно к системам вооружения в зависимости от масштаба решаемой задачи существуют различные виды эффективности (военно-экономическая, технико-экономическая, боевая, эффективность систем управления, эффективность энергоустановок и др.).

Остановимся более подробно на боевой эффективности, которая представляет собой результат оценки выполнения боевых (огневых) задач определенным составом войск и военной техники. В качестве показателей боевой эффективности могут использоваться вероятность выполнения боевой задачи, боевая производительность и т.д. Боевая эффективность является комплексным критерием, включающим в себя различные аспекты функционирования образца в конфликтной среде. Решение задач структурного и параметрического синтеза комплекса сразу в такой общей постановке зачастую не представляется возможным по причине слишком большой степени неопределенности и требует декомпозиции системы [1].

Одним из основных ресурсов, эффективность использования которых нужно повышать при разработке новых и модернизации существующих образцов ракетно-артиллерийского вооружения, является масса средств доставки, которая в подавляющем большинстве случаев ограничена. Ограничения могут быть наложены со стороны носителя, пусковой установки, исходя из эргономических требований и требований к боевому применению. Для перемещения в пространстве ЛА должен обладать некоторым запасом энергии – энергетическим потенциалом. В энергетический потенциал ЛА может входить внутренняя энергия (например, энергия, запасенная в топливе баллистического двигателя); кинетическая энергия (например, определяемая скоростью носителя); потенциальная энергия (например, определяемая высотой запуска). В настоящее время вопросы эффективного использования энергетического потенциала ЛА в высшей степени актуальны при синтезе оптимальных решений (конструкторских, технических, технологических).

Баллистическая эффективность [2] характеризует эффективность использования энергетического потенциала ЛА на траектории для достижения поставленных целей. Баллистическая эффективность является составной частью боевой эффективности (рисунок 1). По сравнению с эффективностью энергоустановок, оценивающей их массовое и конструктивное совершенство, баллистическая эффективность в большей степени ориентирована на рассмотрение процесса движения ЛА с заданной энергетикой во внешней среде. Неотъемлемой частью боевой эффективности также является точность попадания, причем решение, оптимальное с точки зрения баллистической эффективности, не всегда является наиболее предпочтительным с позиций точности стрельбы. Особенно это касается неуправляемого вооружения [3]. Таким образом, решения, оптимальные по критерию баллистической эффективности, необходимо проверять с точки зрения точности попадания в цель.

Кроме того, следует отметить, что нельзя исключать из внимания такие аспекты как сложность конструкции, технологичность, степень отработки решения, эксплуатационные особенности. Но эти аспекты трудно формализовать, поэтому они должны учитываться при анализе полученных результатов и выборе наиболее предпочтительных вариантов [4].

Формализация задачи по оценке эффективности требует разработки критериев и совокупности показателей эффективности, на основании которых будет приниматься решение о том, какой вариант является более предпочтительным.



Рисунок 1 – Место баллистической эффективности в структуре эффективности образца вооружения

Если рассматривать в качестве объекта исследования ЛА тактической зоны (управляемые артиллерийские снаряды (УАС), неуправляемые артиллерийские снаряды, реактивные снаряды систем залпового огня (РС СЗО), ракеты межвидового применения), то на настоящем этапе развития одной из первостепенных задач является увеличение дальности стрельбы при сохранении боевого могущества. В этом случае критерий баллистической эффективности можно сформулировать следующим образом: максимизация дальности полета ЛА при ограничениях, наложенных на максимальную полную массу ЛА и минимальную массу полезной нагрузки.

Теперь необходимо выбрать показатель (показатели) баллистической эффективности, который позволит количественно отразить качество критерия.

Баллистические свойства ЛА принято характеризовать с использованием баллистического коэффициента [3].

Энергетическую эффективность ЛА можно оценить, рассмотрев конструктивное и массовое совершенство энергетических узлов ЛА. В этом случае в качестве показателей эффективности могут использоваться соотношения вида (для стартовых ускорителей) [5]:

$$E_d = \frac{m_{пн} V_d^2}{2 \cdot (m_T + m_B + m_{KM} + m_{ТПК})}, \quad (1)$$

$$\mathcal{E}_d = \frac{m_{\text{ЛА}} V_d^2}{2 \cdot 0,785 \cdot D_k^2 \cdot L_{\text{рк}}}, \quad (2)$$

где \mathcal{E}_d – коэффициент энергетического могущества;

$m_{\text{пн}}, m_{\text{т}}, m_{\text{в}}, m_{\text{км}}, m_{\text{ТПК}}$ – массы полезной нагрузки, топлива, воспламенителя, камеры заряжания, транспортно-пускового контейнера соответственно;

V_d – дульная скорость;

\mathcal{E}_d – энергетическая плотность энергоустановки;

$m_{\text{ЛА}}$ – масса ЛА;

D_k – диаметр камеры;

$L_{\text{рк}}$ – длина пусковой установки, на которой происходит набор скорости.

Однако ни баллистический коэффициент, ни показатели (1), (2) не позволяют ответить на вопросы: каким именно образом целесообразно использовать энергетический потенциал ЛА на траектории, какие схемные решения и значения проектных параметров позволят минимизировать энергозатраты. В связи с этим возникает необходимость введения показателя баллистической эффективности, отражающего то, насколько рационально используется энергетический потенциал ЛА для доставки полезной нагрузки на некоторую дальность. В роли такого показателя баллистической эффективности может быть использовано соотношение вида:

$$K_6 = \frac{m_{\text{пн}} \cdot X_{\text{max}}}{E}, \quad (3)$$

где K_6 – коэффициент баллистической эффективности;

$m_{\text{пн}}$ – масса полезной нагрузки;

X_{max} – максимальная дальность полета;

E – энергетический потенциал ЛА.

Показатель (3) не противоречит баллистическому коэффициенту и находится с ним в логической связи. При фиксированных энергозатратах и массе полезной нагрузки уменьшение баллистического коэффициента приводит к росту максимальной дальности полета, а, соответственно, и к росту коэффициента баллистической эффективности.

Особое внимание следует уделить ограничивающим (дисциплинирующим) условиям. В формулировке критерия баллистической эффективности представлено два условия: полная масса ЛА зафиксирована, а масса полезной нагрузки не может быть меньше некоторой

величины. В случае управляемого снаряда – минимальная скорость подхода к цели не должна быть меньше того значения, которое необходимо для реализации метода наведения. Также необходимо учитывать возможное противодействие противника. В этом случае появится еще одно ограничение, представляющее собой максимально возможное время полета. Кроме того, нужно принимать во внимание необходимость обеспечения наиболее выгодных условий для атаки цели, характеризуемых углами подхода и скоростью подлета. Обозначенные ограничения позволят исключить из рассмотрения целый ряд вариантов.

Для других классов ЛА критерии и показатели баллистической эффективности будут иметь другой вид (например, будут ориентированы на минимальное время выполнения боевой задачи или на обеспечение максимальной скорости подхода к цели).

Повышение дальности полета снаряда на основе оптимизации его конструктивных параметров по критерию баллистической эффективности

В качестве конкретного примера использования баллистической эффективности применительно к задачам оптимизации рассмотрим неуправляемый снаряд, имеющий следующий вид (рисунок 2).

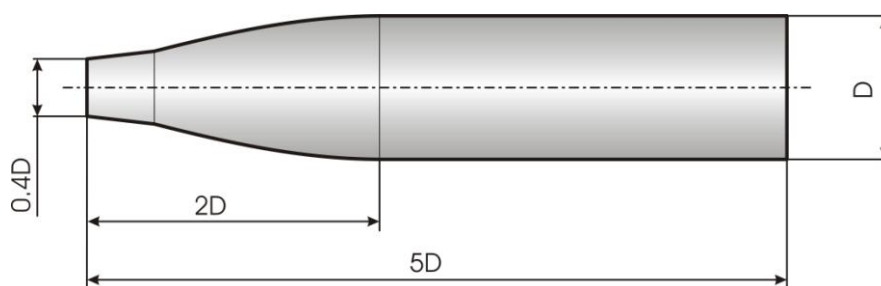


Рисунок 2 – Общий вид объекта исследования

Целью оптимизации является поиск рациональных решений и выбор наиболее целесообразных конструктивных параметров, обеспечивающих увеличение дальности полета при сохранении неизменной полной массы ЛА. Обозначенная цель может быть достигнута двумя основными путями: за счет увеличения дульной скорости и благодаря улучшению аэродинамических характеристик снаряда (рисунок 3).

Среди аэродинамических характеристик снаряда определяющим для решаемой задачи является лобовое сопротивление. В структуре лобового сопротивления можно выделить следующие составляющие: сопротивление носовой части, донное и кормовое сопротивление, сопротивление трения. Последняя составляющая связана с характером обтекания

(ламинарное, турбулентное) и качеством обтекаемой поверхности (ее шероховатостью и величиной зазоров). Учитывая наличие затупления в носовой части, обусловленного формой корпуса исполнительного механизма, и принимая во внимание тот факт, что полностью от этого затупления отказаться не представляется возможным по причине необходимости исключения рикошетирования при взаимодействии с преградой, можно считать, что обтекание носит турбулентный характер. Таким образом, исключается один из основных механизмов снижения сопротивления трения, связанный со смещением назад по потоку точки перехода ламинарного течения в турбулентное. Оставшийся путь минимизации сопротивления трения, связанный с повышением качества обтекаемой поверхности, является малоэффективным (снижение коэффициента сопротивления трения составляет порядка 1 – 2 %). В связи с вышеизложенным, а так же принимая во внимание технологические трудности, путь, связанный со снижением сопротивления трения, в рамках данного исследования рассматривать не будем.

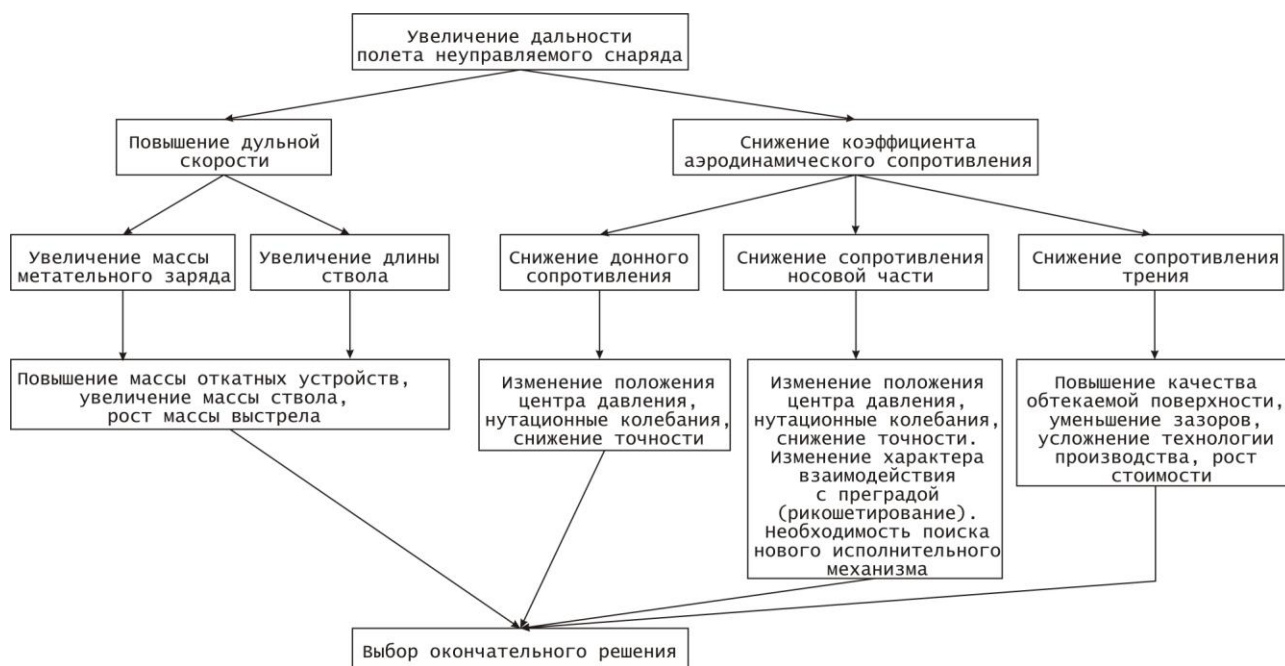


Рисунок 3 – Возможные пути увеличения дальности стрельбы

Таким образом, сосредоточим свое внимание на следующих мероприятиях, направленных на повышение дальности полета: увеличении дульной скорости, оптимизации формы носовой и кормовой частей. В качестве показателя для сравнения различных решений будем рассматривать коэффициент баллистической эффективности, представленный выше в форме соотношения (3).

Для решения поставленной задачи необходимо определить аэродинамические характеристики объекта исследования и рассмотреть прямую задачу внешней баллистики. Вычисление аэродинамических характеристик производилось с использованием инженерных методик [6] и результатов численного моделирования [7]. Внешнебаллистический расчет выполнялся с помощью программы для ЭВМ, численно интегрирующей классическую систему уравнений движения ЛА [8].

Дульная скорость базового образца составляет 260 м/с. Для каждого из анализируемых решений будем рассматривать скоростной диапазон 260 – 360 м/с. Большие значения скорости исключены из рассмотрения по причине наличия ограничений со стороны пусковой установки.

Проанализируем влияние формы носовой части на увеличение дальности стрельбы. Определяющее влияние на аэродинамическое сопротивление носовой части оказывает затупление, образованное исполнительным механизмом. Как отмечалось выше, полностью отказаться от затупления не представляется возможным по причине необходимости исключения рикошетирования при взаимодействии с преградой. В связи с этим рассмотрим

уменьшение затупления носовой части $\bar{r} = \frac{2r}{D}$ с 0,4 у базового образца до 0,2.

Сформируем в рассматриваемом диапазоне дульных скоростей область возможных решений, связанных с изменением формы носовой части (рисунок 4). Для этого в координатах "относительное приращение дальности полета" – "коэффициент баллистической эффективности" построим четыре границы. Граница 1 сформирована для базовой геометрии и различных значений скорости. Граница 2 получена при минимальной дульной скорости (260 м/с) и различных степенях затупления носовой части (0,4 – 0,2). Граница 3 образована в результате расчета коэффициента баллистической эффективности для носовой части с минимальным из рассматриваемых затуплением 0,2 и различных значений дульной скорости. Граница 4 соответствует максимальной дульной скорости (360 м/с) и различным степеням затупления носовой части (0,4 – 0,2).

Внутри очерченной границами 1, 2, 3, 4 области можно построить сетку возможных решений, которая будет состоять из линий равной скорости (изотак) (5 на рисунке 4) и линий одинаковой формы (6 на рисунке 4). Используя полученную область для разных значений дальности, можно получить комбинацию решений, представляющих собой сочетание дульной скорости и формы носовой части. Чем ближе к границе 3 расположено решение, тем выше его баллистическая эффективность, т.е. тем более рационально используется располагаемый энергетический потенциал.

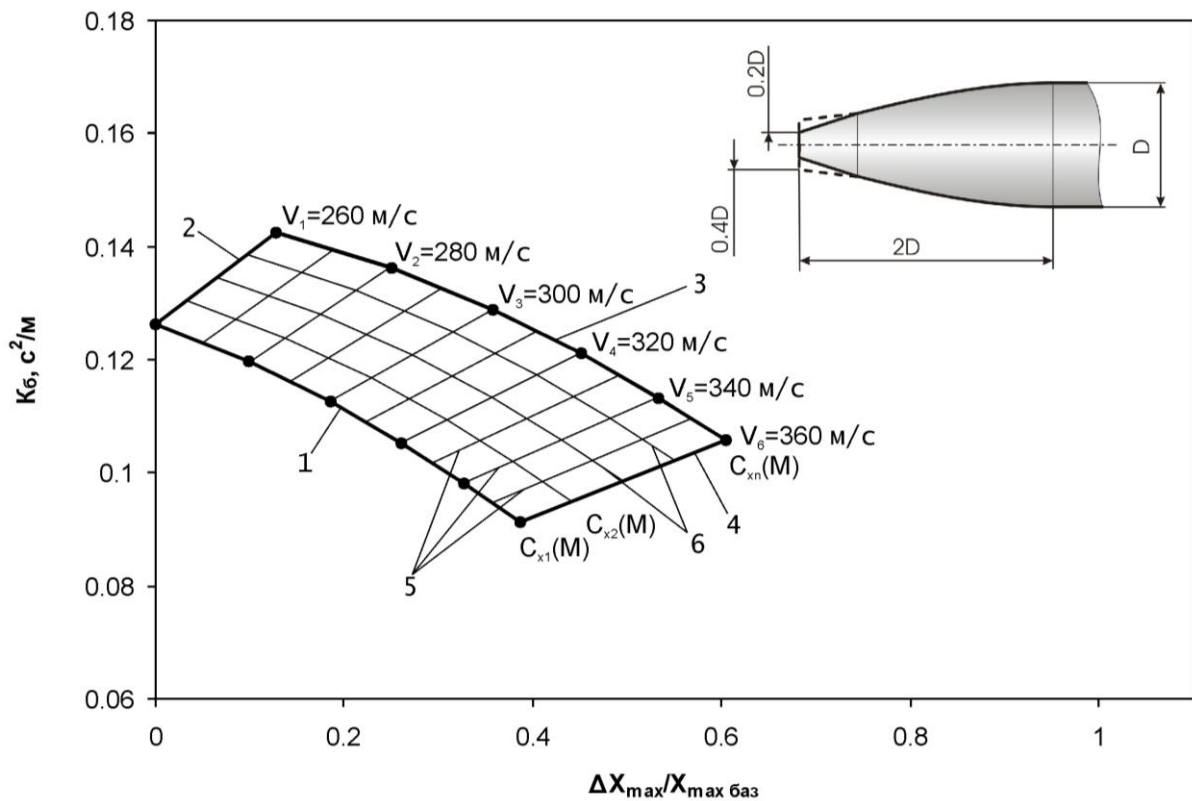


Рисунок 4 – Повышение дальности стрельбы за счет оптимизации формы носовой части

Проанализируем влияние формы кормовой части на увеличение дальности стрельбы. Исходя из технологических соображений, будем рассматривать кормовую часть с прямолинейной образующей. С точки зрения снижения лобового сопротивления оптимальный угол наклона образующей кормовой части составляет $6^\circ - 10^\circ$. Принимая во внимание требования к наиболее удобному расположению метательного заряда, а также наличие габаритных ограничений и то, что полная масса ЛА зафиксирована, будем рассматривать угол наклона образующей 10° . Учитывая ограничения на габаритные размеры, максимальное из рассматриваемых удлинений кормовой части зафиксируем на уровне 1,4. При этом сужение кормовой части составит 0,5. Далее, используя подход, описанный ранее для носовой части, сформируем область возможных решений (рисунок 5).

Одним из эффективных путей снижения донного сопротивления является выполнение выемки в кормовой части снаряда, изменяющей структуру рециркуляционной зоны в донном пространстве и уменьшающей донное разрежение. Размеры выемки (рисунок 6) определены габаритными ограничениями, предъявляемыми к выстрелу. Построим область возможных решений для кормовой части с сужением и выемкой в донном срезе (рисунок 6).

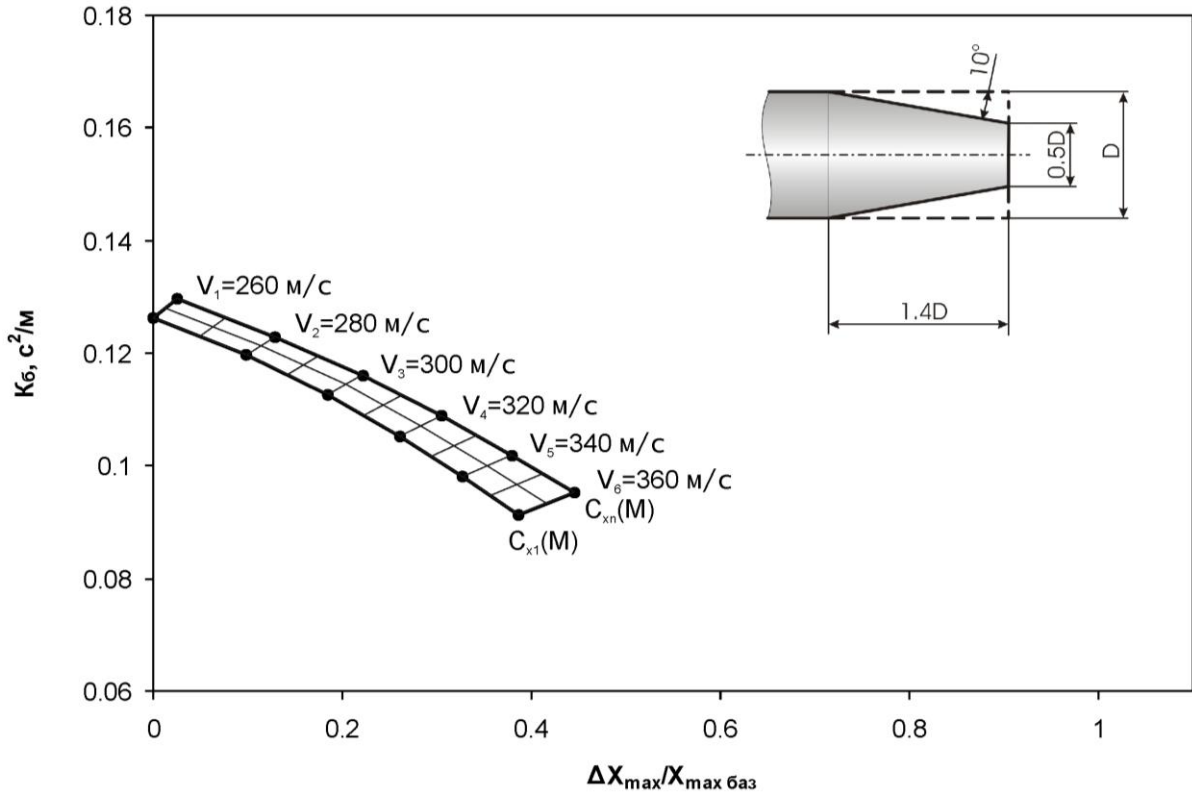


Рисунок 5 – Повышение дальности стрельбы за счет оптимизации формы кормовой части

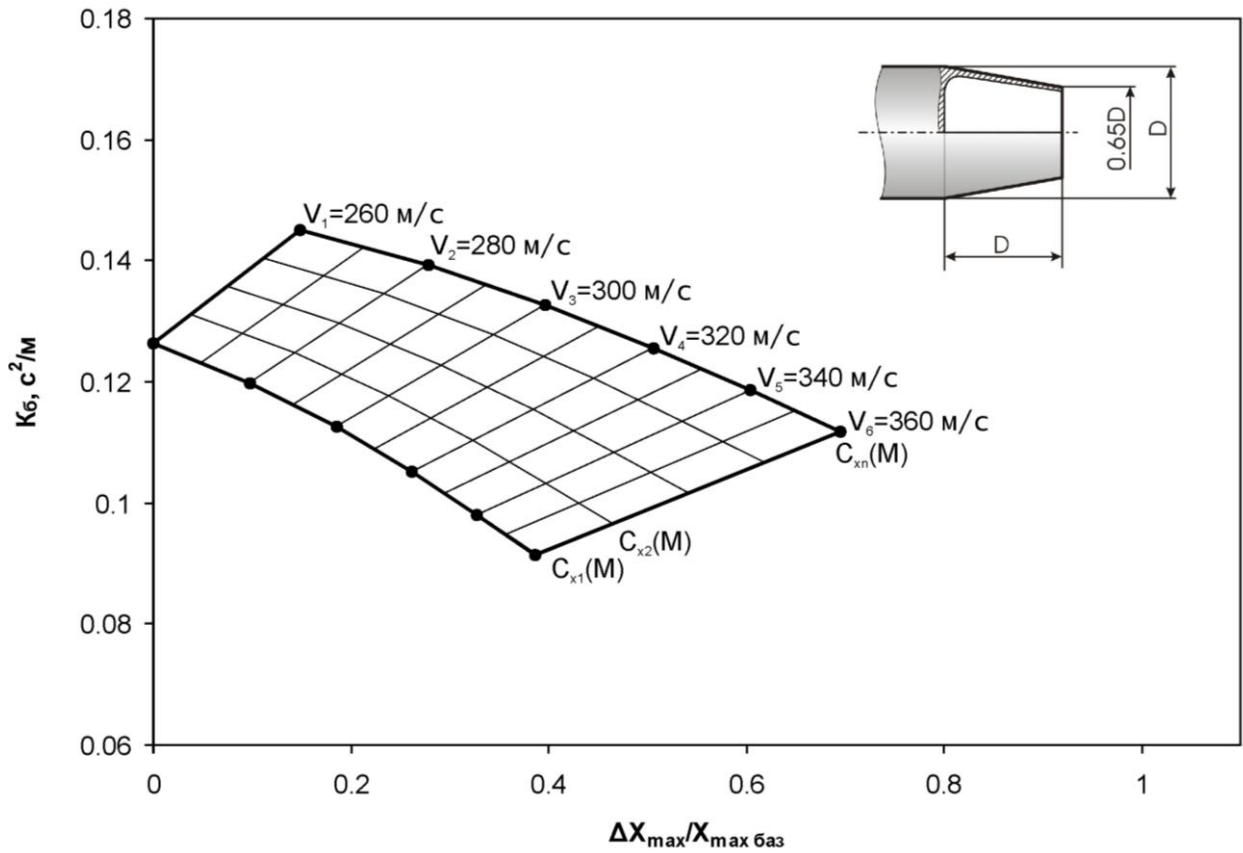


Рисунок 6 – Повышение дальности стрельбы за счет использования сужающейся кормовой части и выемки в донном срезе

Рассмотрим эффективность комбинированных решений, сочетающих представленные ранее варианты:

- носовая часть совместно с сужением кормовой части;
- носовая часть совместно с сужением кормовой части и выемкой в донном срезе.

Сформируем области возможных решений применительно к каждому из рассматриваемых комбинированных вариантов (рисунки 7, 8). При этом диапазоны изменения геометрических параметров объекта исследования соответствуют обозначенным ранее для носовой и кормовой частей в отдельности и представленным на рисунках 4, 5 и 6.

Проанализируем области возможных решений для каждого из приведенных в работе вариантов. Наиболее экстенсивным путем повышения дальности стрельбы является увеличение дульной скорости при неизменной геометрии. В этом случае максимальное увеличение дальности для рассматриваемого диапазона дульных скоростей составляет 40%. При этом коэффициент баллистической эффективности имеет минимальное значение.

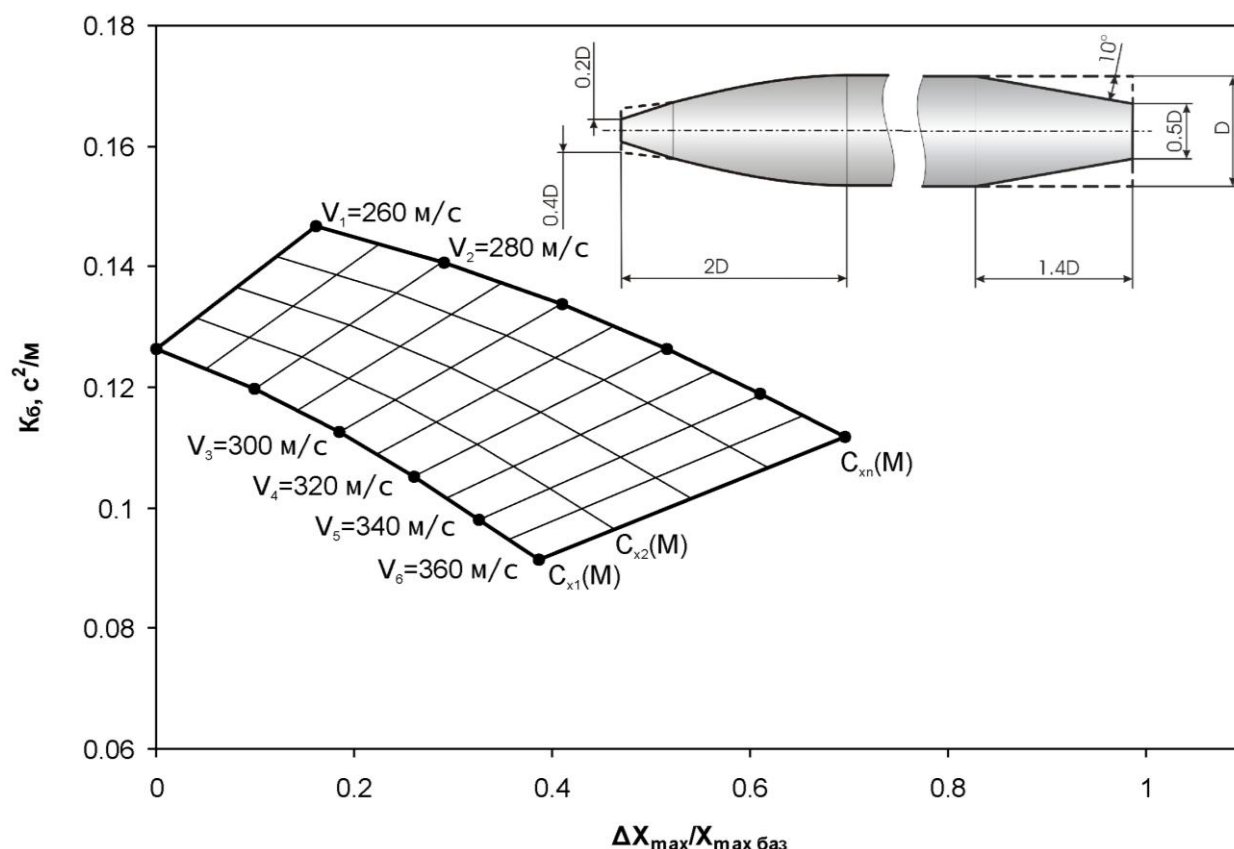


Рисунок 7 – Повышение дальности стрельбы за счет оптимизации формы носовой и кормовой частей

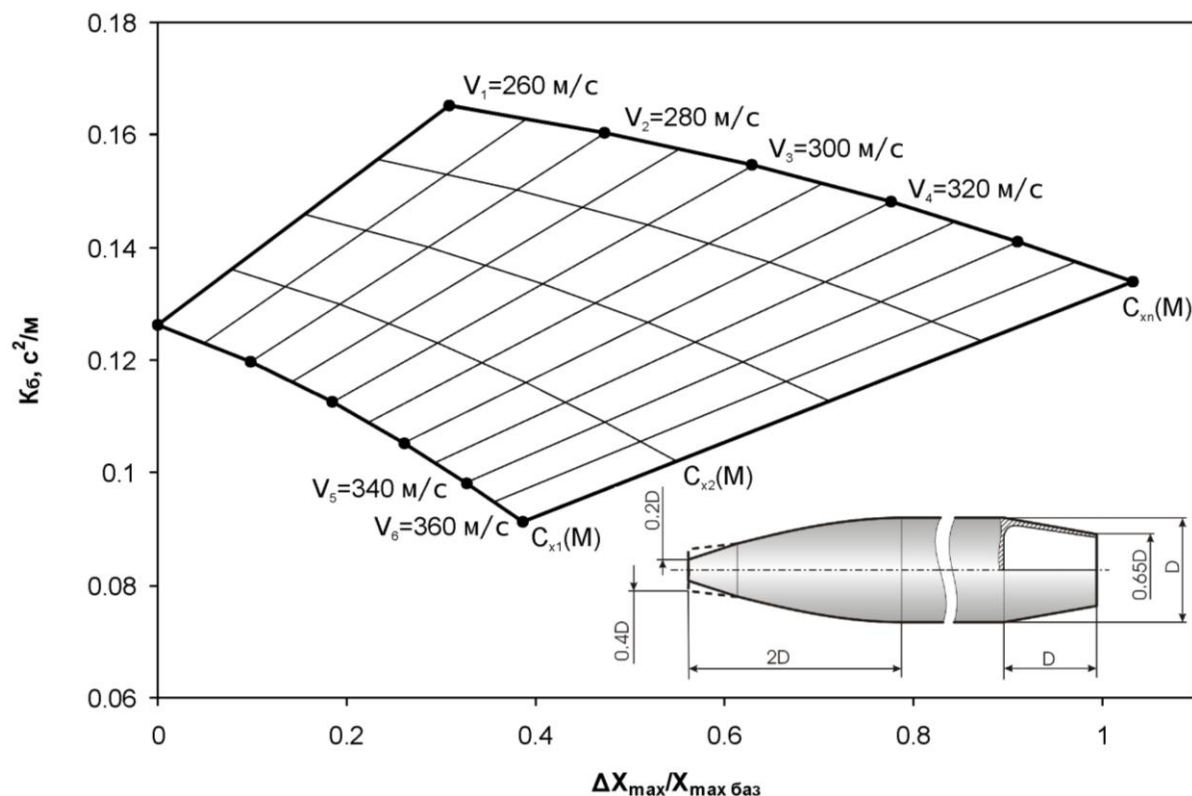


Рисунок 8 – Повышение дальности стрельбы за счет оптимизации формы носовой части, кормовой части и наличия выемки в донном срезе

Среди всех представленных решений, связанных с минимизацией аэродинамического сопротивления, наименьший эффект при заданных ограничениях обеспечивает сужение кормовой части. Максимальная баллистическая эффективность (на 30% больше, чем у базового образца) и максимальная дальность полета (в 2 раза больше, чем у базового образца) достигается при сочетании мероприятий, направленных на улучшение формы носовой части, и мероприятий, связанных с минимизацией донного сопротивления.

Для всех рассмотренных вариантов видно, что по мере увеличения дульной скорости имеет место сгущение линий равной скорости. Это говорит о том, что увеличение дульной скорости является наименее продуктивным способом повышения дальности стрельбы. Из анализа областей возможных решений также видно, что по мере роста скорости изменяется угол наклона линий равной скорости и увеличивается их длина. Уменьшение угла наклона линий равной скорости можно предсказать аналитически, рассмотрев производную коэффициента баллистической эффективности по дальности стрельбы:

$$\frac{d}{dX} K_6 = \frac{d}{dX} \left(\frac{m_{ин} X}{E} \right). \quad (4)$$

Энергетический потенциал в данном случае может быть представлен в виде кинетической энергии:

$$E = \frac{m_{\text{пш}} V_{\text{д}}^2}{2}, \quad (5)$$

где $V_{\text{д}}$ - дульная скорость.

Учитывая (5), запишем (4) в следующем виде:

$$\frac{d}{dX} K_6 = \frac{d}{dX} \left(\frac{2X}{V_{\text{д}}^2} \right) = \frac{2}{V_{\text{д}}^2}. \quad (6)$$

Таким образом, получаем, что угол наклона линий равной скорости обратно пропорционален квадрату дульной скорости. Этот факт в сочетании с увеличением длины линий равной скорости по мере роста дульной скорости говорит о том, что одно и то же решение в области снижения аэродинамического сопротивления при больших дульных скоростях обеспечивает больший прирост дальности.

Для оценки области применения каждого из решений и анализа перспектив развития совместим области возможных решений для каждого из рассматриваемых вариантов (рисунок 9). Анализ совмещенной картины показывает, что в случае необходимости повышения дальности стрельбы на величину до 40 % возможно использование всех предложенных вариантов. При этом для достижения 40% увеличения дальности полета наименее рациональное с точки зрения баллистической эффективности решение (увеличение дульной скорости при сохранении неизменной базовой геометрии) потребует максимального увеличения дульной скорости (до 360 м/с), в то время как наиболее рациональное позволит ограничиться повышением дульной скорости до 270 м/с.

Повышение дальности на 40 – 45 % исключает из рассмотрения вариант увеличения дульной скорости базового образца без изменения его геометрии. Для достижения увеличения дальности на 45 – 60 %, наряду с увеличением скорости базового образца, перестает быть актуальным увеличение скорости снаряда совместно с изменением формы кормовой части. Рассуждая аналогичным образом, можно определить область применения каждого из решений. Так, увеличение дальности на 70 – 100 % может быть реализовано только при условии сочетания всех рассмотренных вариантов.

Точка А, отмеченная на рисунке 9, соответствует реальному решению, реализованному на практике. При принятии этого решения учитывался комплекс ограничений. Повышение дульной скорости приводит к росту массы метательного заряда, массы откатных устройств, массы ствола, массы артиллерийской установки. Иными словами,

Выводы

Поставлена задача оценки баллистической эффективности, характеризующей качество организации процесса расходования энергетического потенциала ЛА в нестационарных условиях полета.

Формализована задача повышения баллистической эффективности применительно к ЛА ближней тактической зоны.

Решена задача повышения баллистической эффективности на основе оптимизации конструктивных параметров неуправляемого ЛА ближней тактической зоны. Это позволило оценить общую картину возможных способов повышения дальности стрельбы, дало возможность сравнить между собой отдельные решения и их комбинации, выявить область применения каждого из них.

Для увеличения дальности полета в 1.4 раза возможно использование всех рассмотренных вариантов (увеличение дульной скорости, оптимизация формы кормовой части, улучшение аэродинамических характеристик носовой части) как по отдельности, так и в виде комбинаций. Повышение дальности полета в 1.7 – 2 раза возможно только при применении всех рассмотренных решений в комбинации. Полученные результаты позволяют определить пути развития образца и дают возможность при анализе прочих аспектов (точность, стоимость, технологичность и т.д.) осуществлять выбор из наиболее эффективных с точки зрения использования энергетического потенциала ЛА конструктивных решений.

Библиографический список

1. Шипунов А.Г., Игнатов А.В. Структурно-параметрический синтез пушечных ракетных комплексов вооружения. – Тула: ГУП "КБП" – 2000. – 168 с.
2. В.В. Ветров. Концепция повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов // Научные исследования в области транспортных, авиационных и космических систем "АКТ-2009": Труды X Всерос. Науч.-техн. конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. Воронеж: ООО Фирма "Элист", 2009. С. 476 – 486.
3. Ф.Р. Гантмахер, Л.М. Левин. Теория полета неуправляемых ракет. – М. Государственное издательство физико-математической литературы, 1959. – 360 с.: ил.
4. Кини Р.Л., Райфа Х. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения: Пер. с англ./ Под ред. И.Ф. Шахнова. – М.: Радио и связь, 1981. – 560 с. ил.
5. В.М. Кузнецов, Ю.С. Швыкин, В.И. Худяков, А.С. Савилов. Структура схемы энергоузлов систем ближнего боя, обеспечивающие высокие начальные скорости // Известия

Тулского государственного университета: Материалы докладов Всероссийской научно-технической конференции – Тула: ТулГУ, 2002. – Выпуск 5 (ч. 2). - С. 226 – 232.

6. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение. 1973. – 616 с.: ил.

7. Морозов В.В. Пути повышения энерго-баллистической эффективности артиллерийских снарядов // Сборник материалов XVIII Всероссийской межвузовской научно-технической конференции «Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий», Казань, 2006, с. 222-224.

8. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного и ракетного оружия. Часть II. Учебник для вузов /под ред. проф. В.В. Ветрова и проф. В.П. Строгалева. – Тула: Изд. – во ТулГУ, 2007. – 784 с.

Сведения об авторе

Костяной Евгений Михайлович, инженер ГУП «Конструкторское бюро приборостроения», аспирант Тульского государственного университета; 300001, Тула, ул. Щегловская засека, 59;

тел.: (4872) 46-95-64; e-mail: jaykem@mail.ru.